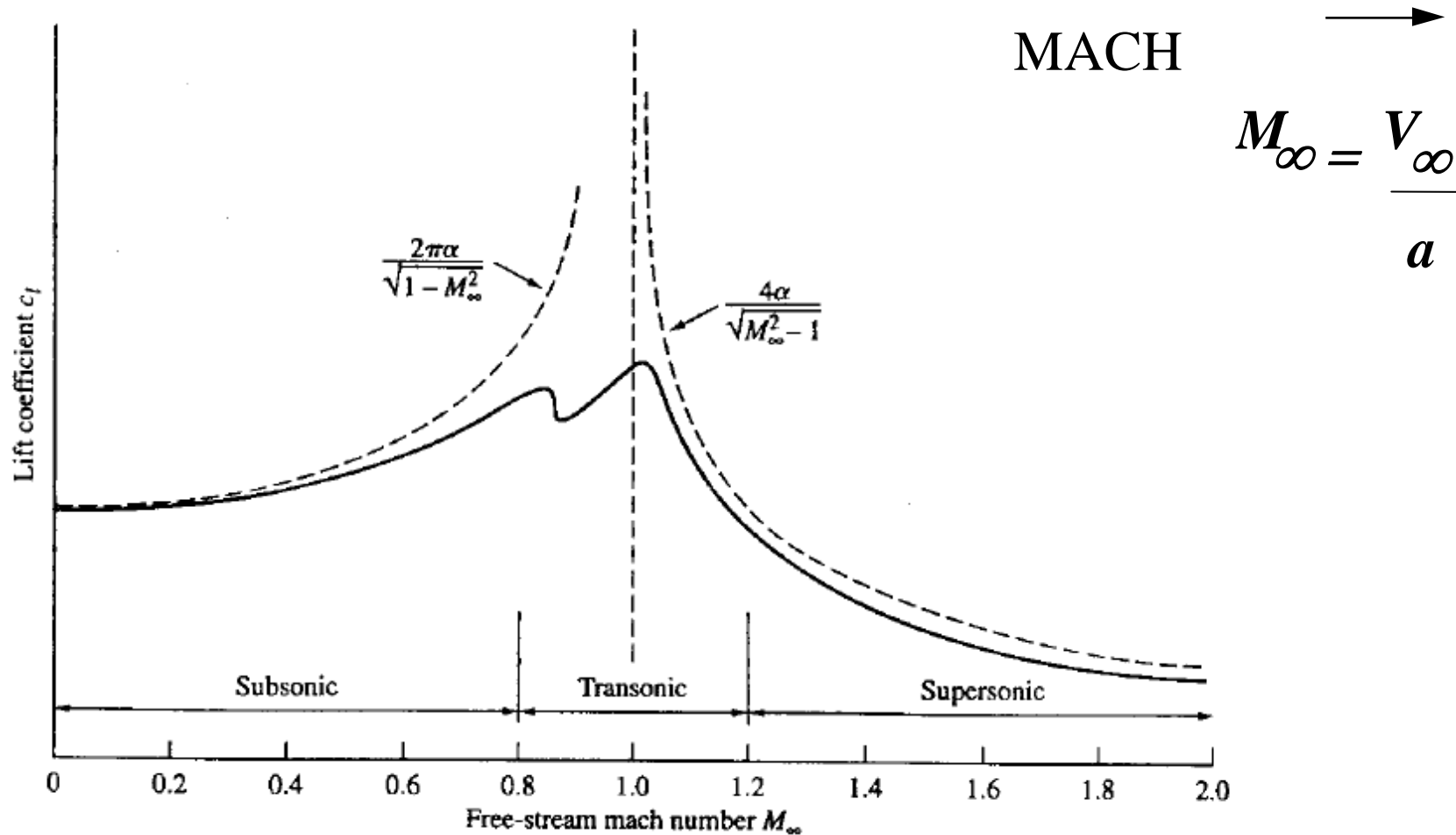


Corso di MECCANICA DEL VOLO
Modulo Prestazioni

Lezione 5- L'ala finita

Prof. D. P. Coiro
coiro@unina.it
www.dias.unina.it/adag/

Influenza del Mach sulla portanza

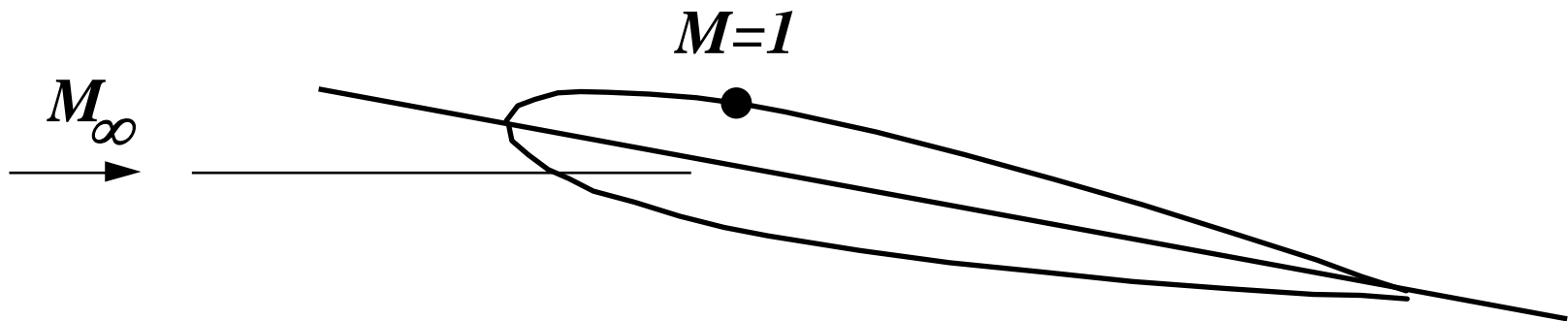


In generale in subsonico
Regola di Prandtl-Glauert

$$c_l = \frac{c_{l_{M=0}}}{\sqrt{1 - M_{\infty}^2}}$$

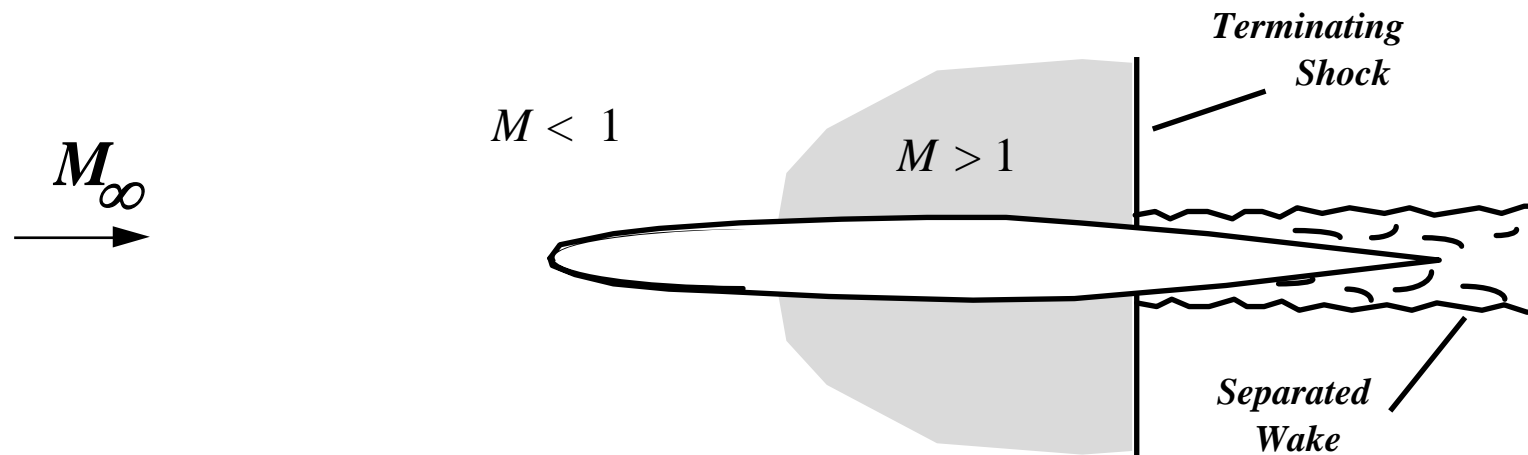
Mach critico

- F Quando il numero di Mach della corrente si avvicina a 1, condizioni di flusso sonico saranno raggiunte in qualche punto del profilo (la velocità sul dorso del profilo è maggiore di quella della corrente a monte)
- F Il numero di Mach della corrente per il quale per la prima volta si raggiungono condizioni “soniche” (cioè $M=1$) sul profilo, viene detto :
Il numero di Mach critico (Critical Mach number (M_{crit}))



Onde d'urto

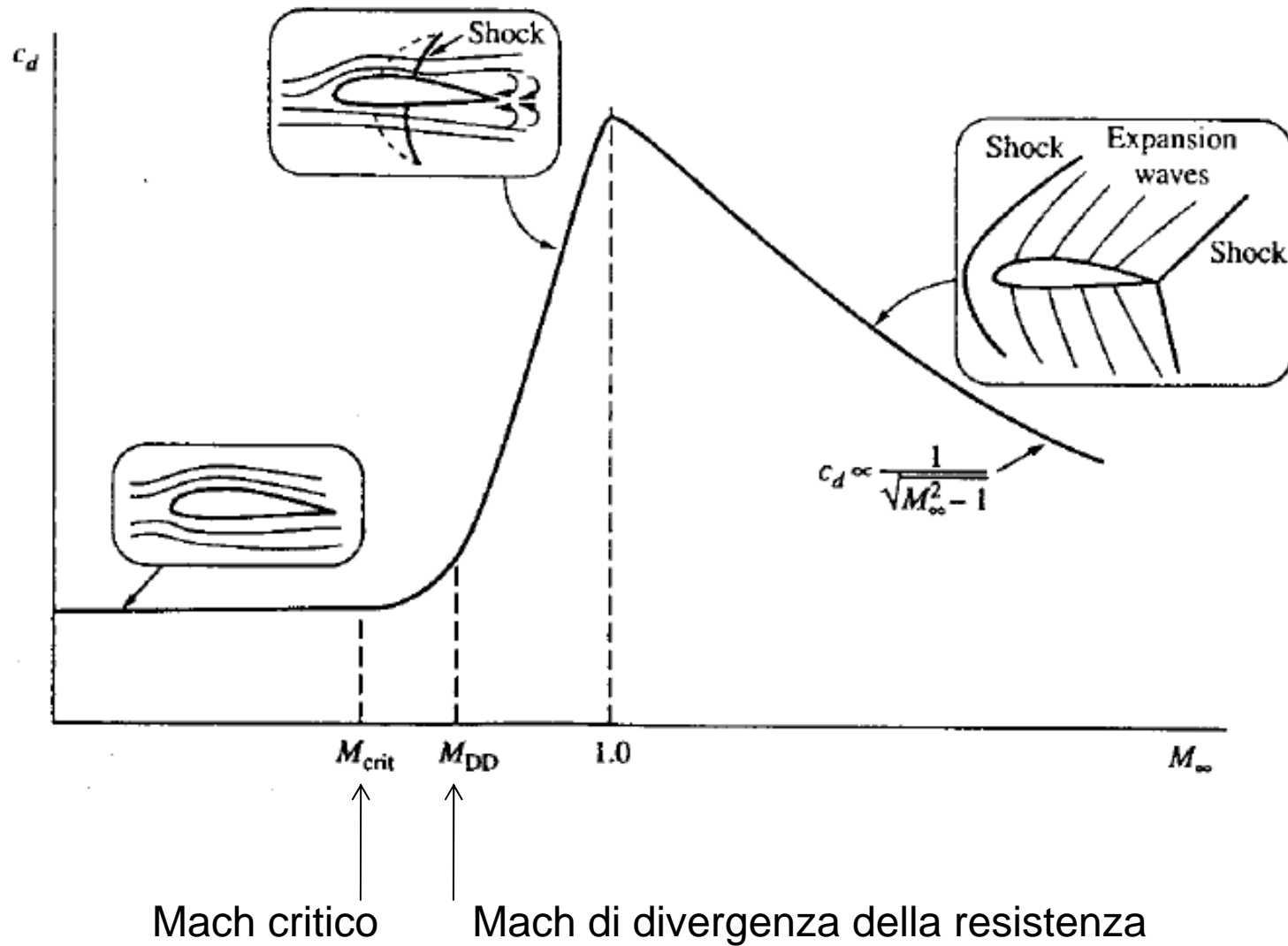
- F Quando il numero di Mach della corrente M_∞ supera quello critico, un' "onda d'urto" si forma sul profilo (generalmente inizialmente sul dorso del profilo)
- F L'onda d'urto rappresenta una forte discontinuità di pressione (in aumento a valle) ed interagisce anche con lo strato limite causando inspessimento e possibile separazione



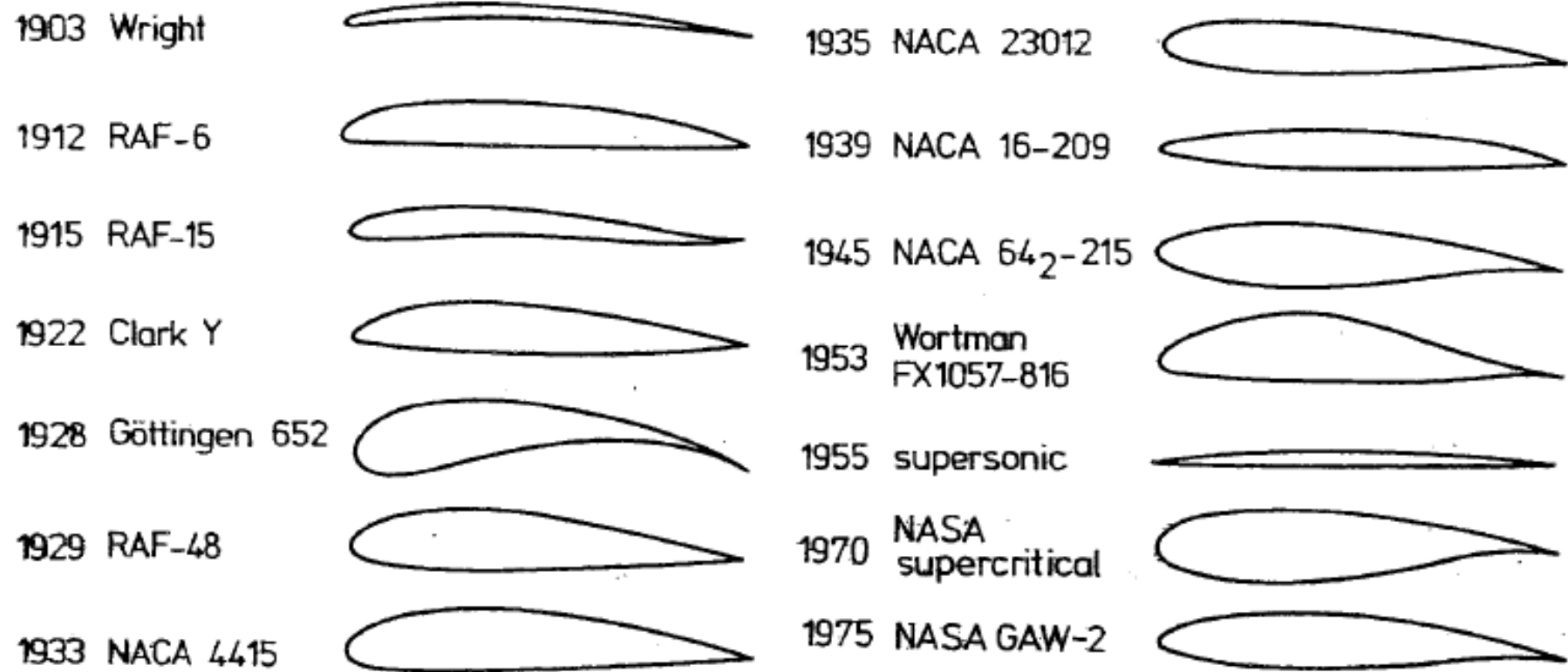
Barriera del suono

- F La resistenza associata all' "onda d'urto" e la separazione viscosa associata comportano quindi un forte aumento della resistenza. All'aumentare del Mach oltre quello critico l'onda d'urto diventa intensa e si sposta verso il bordo d'attacco del profilo.
- F Il forte aumento di resistenza e le vibrazioni associate (buffeting) sono quelle che i piloti avvertono come "barriera del suono"
- F Quando la resistenza aumenta molto si è raggiunto il cosiddetto *Drag Divergence Mach number* (*Mach di divergenza della resistenza*)

Resistenza in campo comprimibile



Profili alari – evoluzione storica



Profili alari – caratteristiche aerodinamiche

Table 3.1 Experimental, Low Speed NACA Airfoil Data for Smooth Leading Edges
 (Note: Data reproduced from Reference 3.1 for $R_N = 9 \times 10^6$)

Airfoil	α_0 (deg)	\bar{c}_{m_0}	c_{l_α} (1/deg)	\bar{x}_{ac}	$\alpha_{c_{l_{max}}}$ (deg)	$c_{l_{max}}$	α^* (deg)
0006	0	0	0.108	0.250	9.0	0.92	9.0
0009	0	0	0.109	0.250	13.4	1.32	11.4
1408	-0.8	-0.023	0.109	0.250	14.0	1.35	10.0
1410	-1.0	-0.020	0.108	0.247	14.3	1.50	11.0
1412	-1.1	-0.025	0.108	0.252	15.2	1.58	12.0
2412	-2.0	-0.047	0.105	0.247	16.8	1.68	9.5
2415	-2.0	-0.049	0.106	0.246	16.4	1.63	10.0
2418	-2.3	-0.050	0.103	0.241	14.0	1.47	10.0
2421	-1.8	-0.040	0.103	0.241	16.0	1.47	8.0
2424	-1.8	-0.040	0.098	0.231	16.0	1.29	8.4
23012	-1.4	-0.014	0.107	0.247	18.0	1.79	12.0
23015	-1.0	-0.007	0.107	0.243	18.0	1.72	10.0
23018	-1.2	-0.005	0.104	0.243	16.0	1.60	11.8
23021	-1.2	0	0.103	0.238	15.0	1.50	10.3
23024	-0.8	0	0.097	0.231	15.0	1.40	9.7

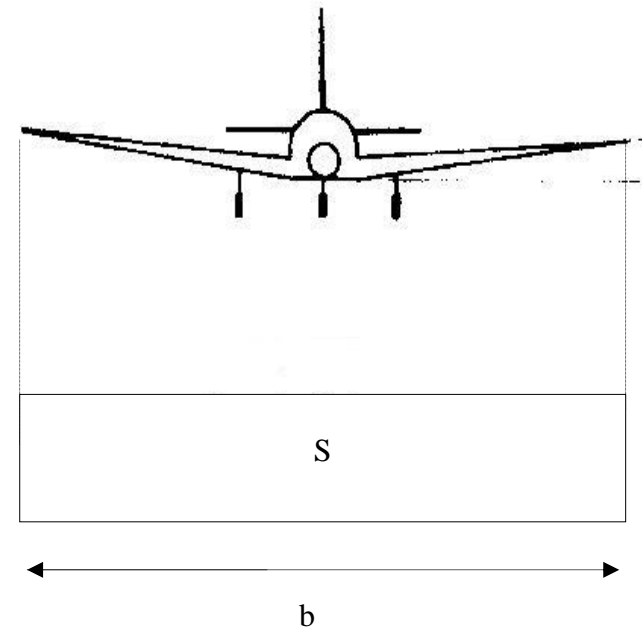
Profili alari

Airfoil	α_0 (deg)	\bar{c}_{m_0}	c_{l_α} (1/deg)	\bar{x}_{ac}	$\alpha_{c_{l_{max}}}$ (deg)	$c_{l_{max}}$	α^* (deg)
64-006	0	0	0.109	0.256	9.0	0.80	7.2
64-009	0	0	0.110	0.262	11.0	1.17	10.0
64 ₁ -012	0	0	0.111	0.262	14.5	1.45	11.0
64 ₁ -212	-1.3	-0.027	0.113	0.262	15.0	1.55	11.0
64 ₁ -412	-2.6	-0.065	0.112	0.267	15.0	1.67	8.0
64-206	-1.0	-0.040	0.110	0.253	12.0	1.03	8.0
64-209	-1.5	-0.040	0.107	0.261	13.0	1.40	8.9
64-210	-1.6	-0.040	0.110	0.258	14.0	1.45	10.8
64A010	0	0	0.110	0.253	12.0	1.23	10.0
64A210	-1.5	-0.040	0.105	0.251	13.0	1.44	10.0
64A410	-3.0	-0.080	0.100	0.254	15.0	1.61	10.0
64 ₁ A212	-2.0	-0.040	0.100	0.252	14.0	1.54	11.0
64 ₂ A215	-2.0	-0.040	0.095	0.252	15.0	1.50	12.0

Caratteristiche Geometriche dell'Ala

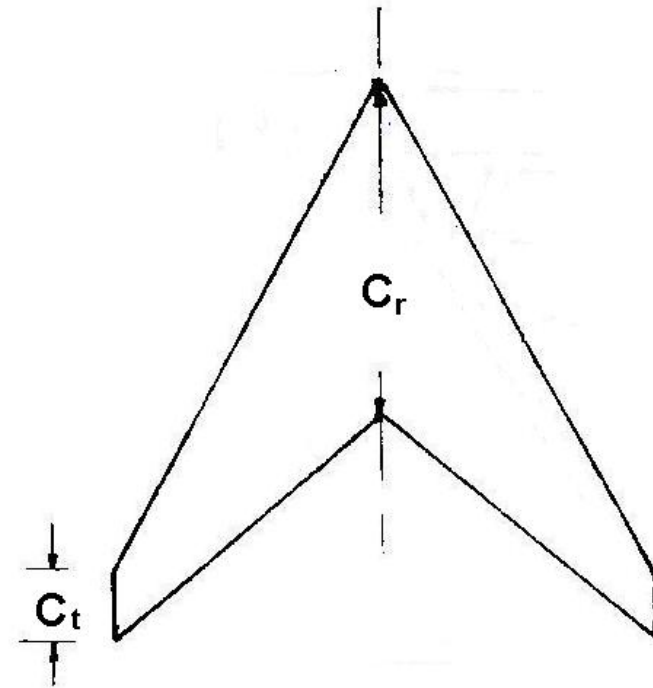
F L'ala è l'organo di sostentamento del velivolo

- **Forma in pianta:** è la forma ottenuta proiettando l'ala su un piano orizzontale (ali a delta, ellittiche, ecc.).
- **Superficie alare (S):** si intende l'area della forma in pianta alare ivi compreso la parte esistente o non esistente racchiusa in fusoliera.
- **Apertura alare (b):** è la distanza tra le estremità alari misurata perpendicolarmente al piano di simmetria.



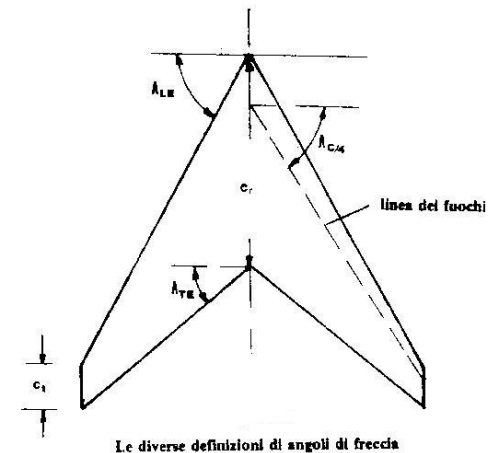
Caratteristiche Geometriche dell'Ala

- **Rapporto di Rastremazione:** è il rapporto tra la corda all'estremità e la corda alla radice, $\lambda = c_t/c_r$ variabile tra 0 (ali a delta) ed 1 (ali rettangolari).
- **Corda media aerodinamica:** è il rapporto tra la superficie alare e l'apertura alare S/b .

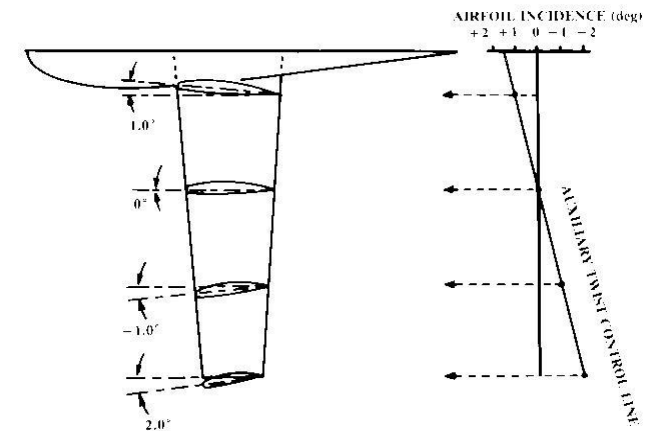


Caratteristiche Geometriche dell'Ala

- **Angolo di freccia** : è l'angolo formato tra la retta ortogonale al piano di simmetria e la linea del bordo d'attacco
- **Svergolamento**: è l'angolo che la corda del profilo all'estremità forma con la corda alla radice



Le diverse definizioni di angoli di freccia

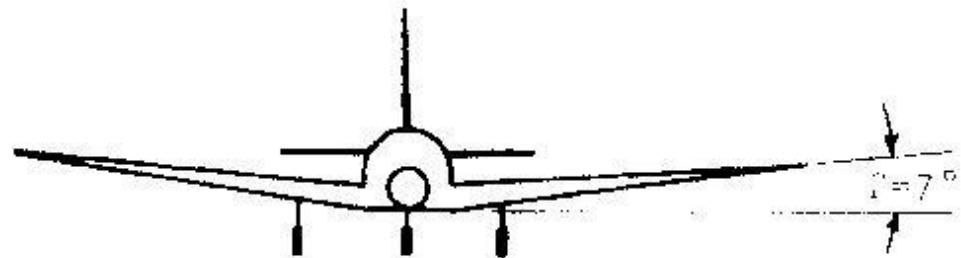


ANGLES ARE EXAGGERATED FOR ILLUSTRATION

Airfoil layout with twist.

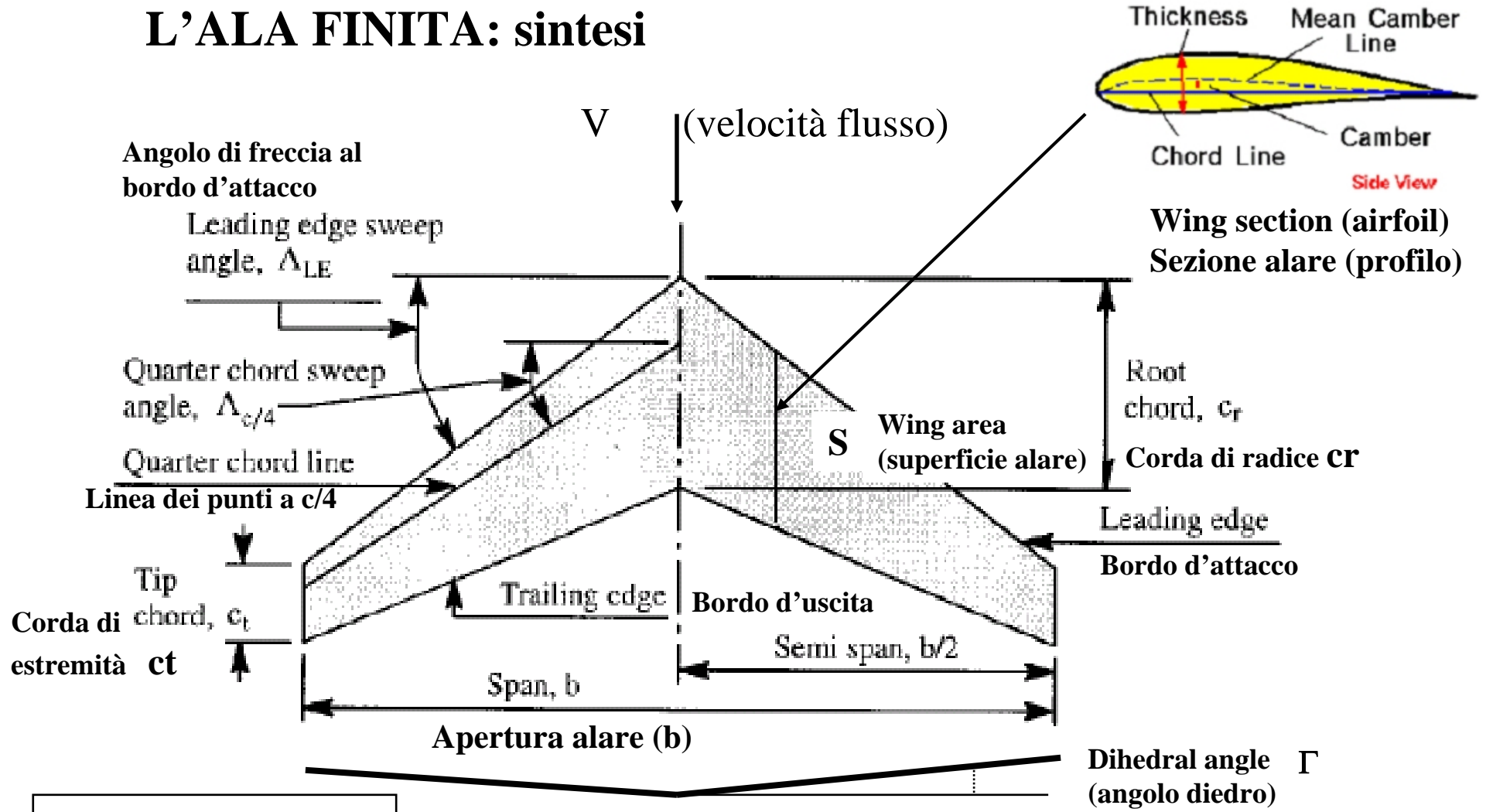
Caratteristiche Geometriche dell'Ala

- **Angolo Diedro:** è l'angolo che le superfici alari formano con un piano orizzontale ed è considerato positivo quando le corde all'estremità sono sollevate rispetto alla corda alla radice.



Angolo diedro

L'ALA FINITA: sintesi



AR Aspect ratio (allungamento alare)

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

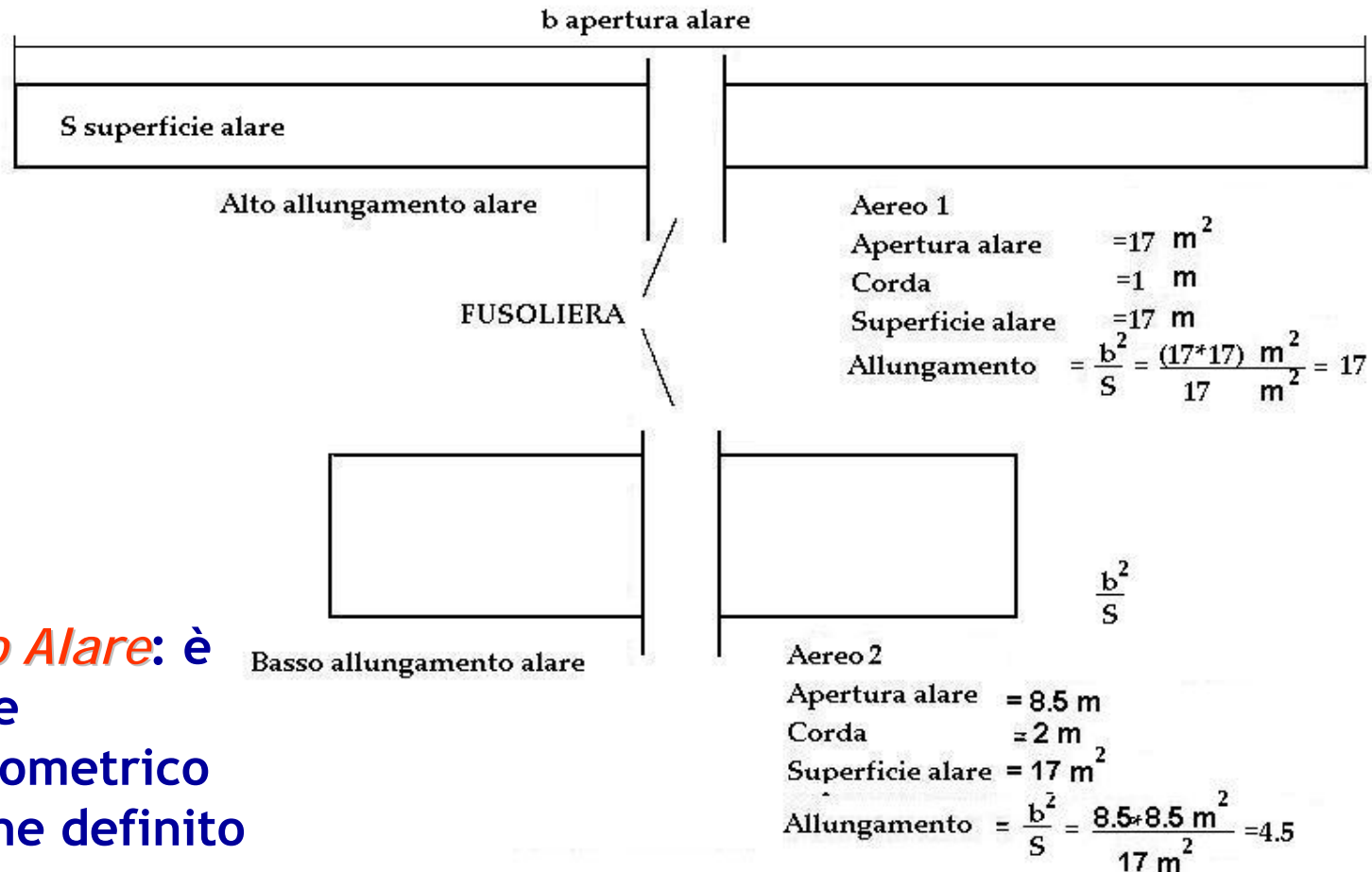
$\lambda = c_t/c_r$ **taper ratio (0-1) (rapporto di rastremazione)**

Sono parametri adimensionali

Le ali dei velivoli da trasporto sono caratterizzate da ali

- **Rastremate**
- **a freccia**

Caratteristiche Geometriche dell'Ala



- **Allungamento Alare:** è un importante parametro geometrico dell'ala e viene definito come b^2/S dove

- u b = apertura alare
- u S = superficie alare

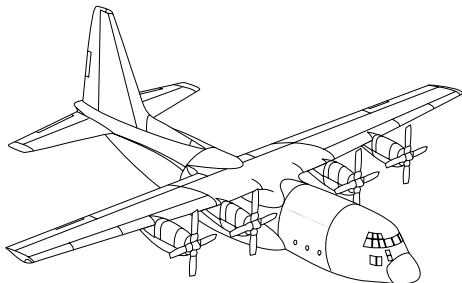
Aspect Ratio

Aspect Ratio (AR):

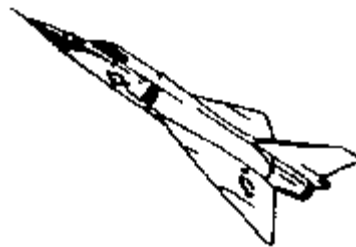
$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Note: $AR = b/c$ for rectangular wings.

High AR



Low AR



Typical Values

Fighters: 2-5

Transports: 6-10

Gliders: 10-15

L'ALA FINITA

Aspect Ratio (AR):

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Valori tipici:

1 Lockheed Electra AR=7.5

2 Shorts 360 AR=12.4

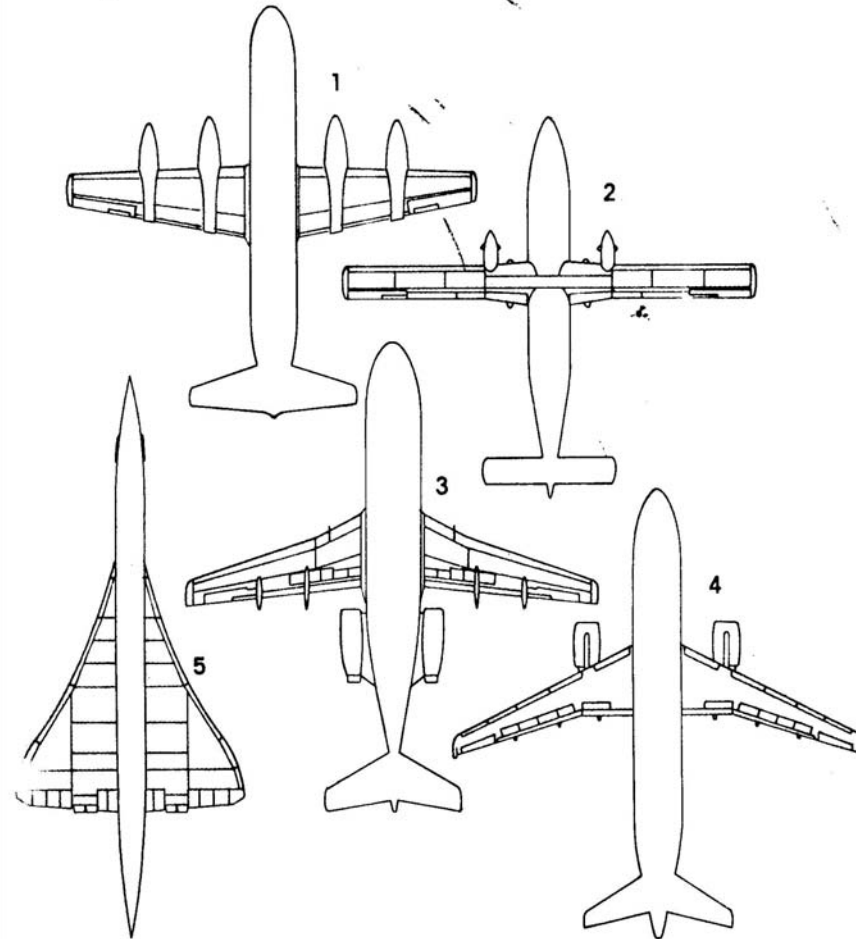
3 Fokker F28 AR=8

4 Airbus A320 AR=9.4

5 Concorde AR=2

Aspect Ratio

Allungamenti alari a confronto



27

Resistenza Indotta

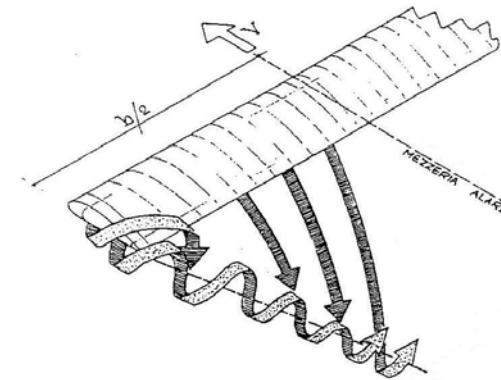
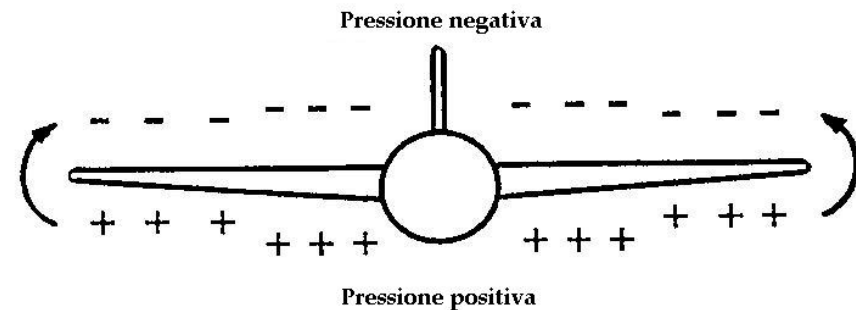
F *Resistenza Indotta*

- La resistenza indotta è strettamente *legata alla tridimensionalità dell'ala*. L'ala infatti non può essere analizzata considerando solo una sua sezione bidimensionale bensì come un oggetto a tre dimensioni immerso in un fluido.

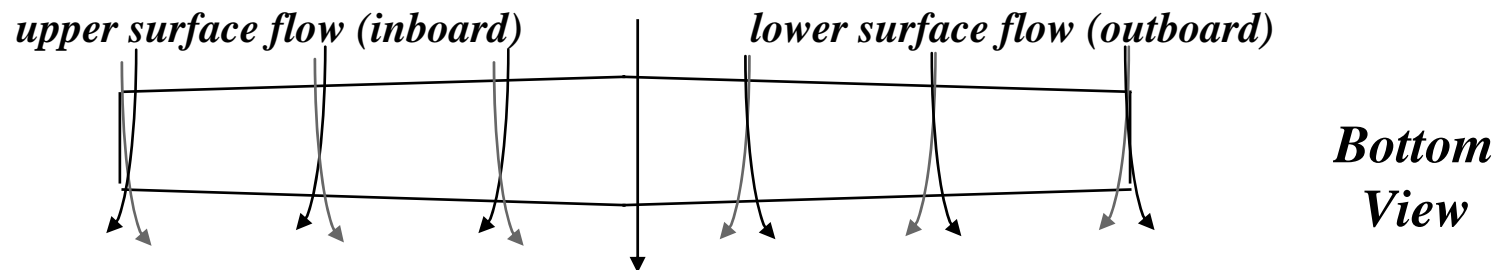
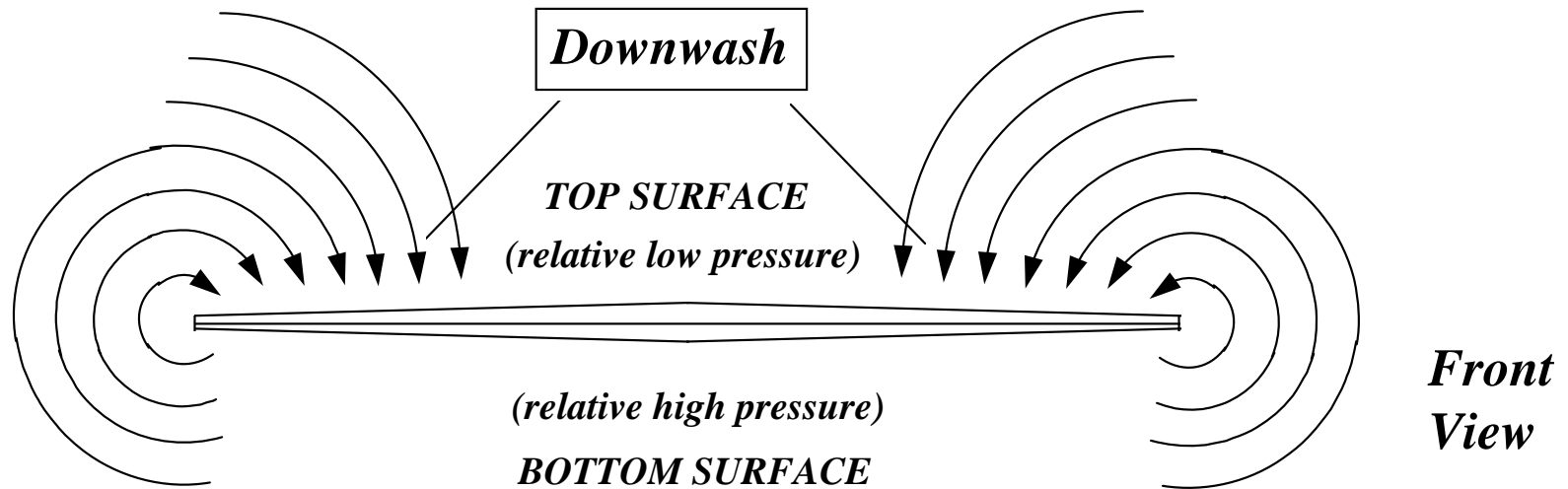


Resistenza Indotta

- F Alle estremità alari l'aria tenderà a fluire dalla zona ad alta pressione alla zona a bassa pressione generando dei vortici. La generazione di questi vortici verrà pagata in termini di una resistenza detta resistenza indotta. E' chiaro che dire differenza di pressione tra dorso e ventre vuol dire portanza. La resistenza indotta si genera quando l'ala genera portanza ; $C_L \neq 0$ vuol dire $C_{Dindotta} \neq 0$



Wingtip Vortices

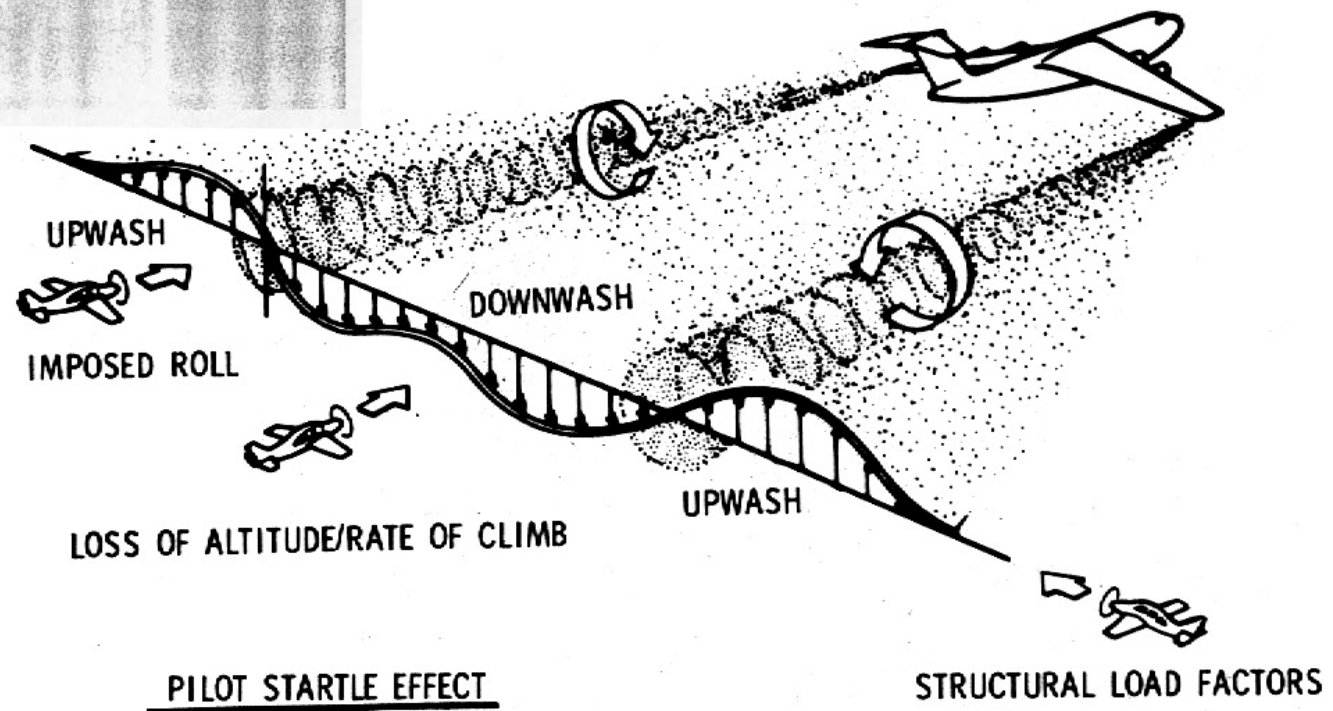


The pressure imbalance at the wingtip sets up a spanwise component of flow, strongest at the tips, weakest in the center.



L'ALA FINITA

Wingtip Vortices

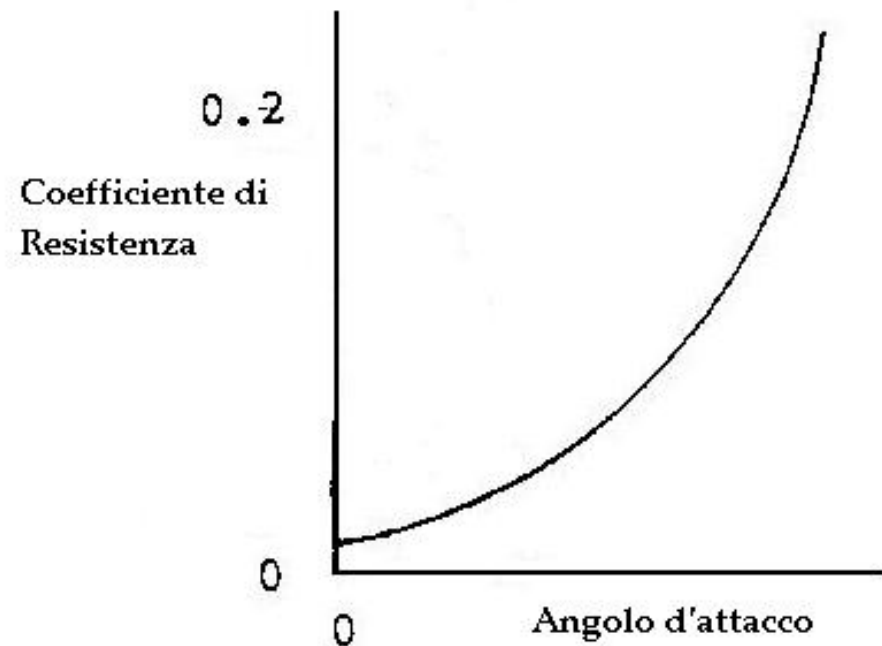


Resistenza indotta

Maggiore C_L \Rightarrow Maggiore $C_{dindotta}$

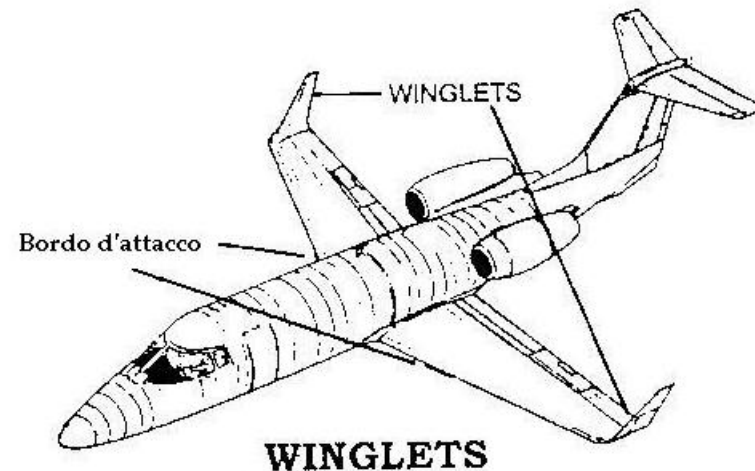
F A parità di portanza $L = \frac{1}{2}\rho V^2 C_L A$ volare a velocità maggiore permette di volare ad un C_L minore. Volare ad un C_L minore vuol dire volare ad un angolo d'attacco minore.

F Per cui *angoli d'attacco piccoli vogliono dire resistenza indotta piccola*



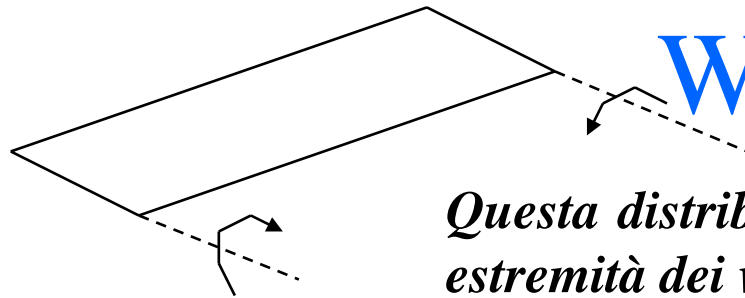
Resistenza indotta

- F Considerando due ali di pari superficie alare e diverso allungamento, quella con maggiore *Allungamento* presenta una minore *resistenza indotta*.
- F Un'ulteriore modo per ridurre la *resistenza indotta* risiede nella creazione di piccole alette verticali posizionate all'estremità alari dette *Winglets*.



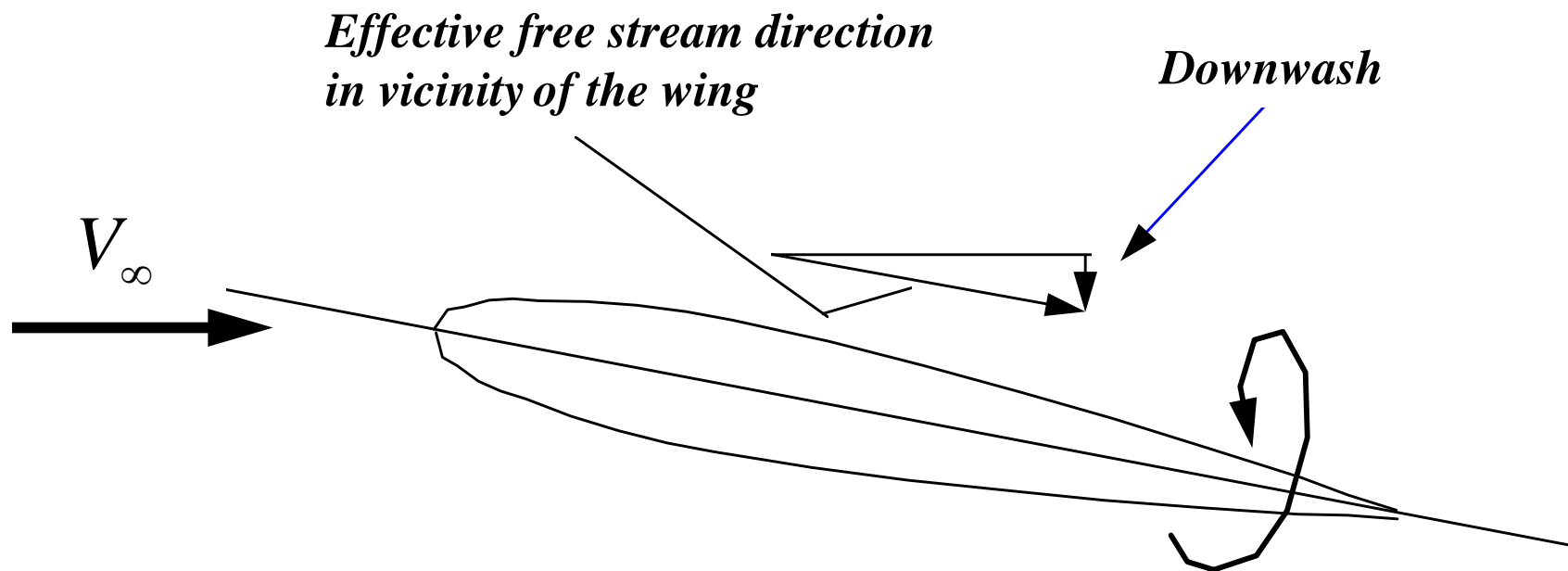
L'ALA FINITA

Wingtip Vortices



Questa distribuzione di pressione e flusso produce alle due estremità dei vortici che si estendono a valle.

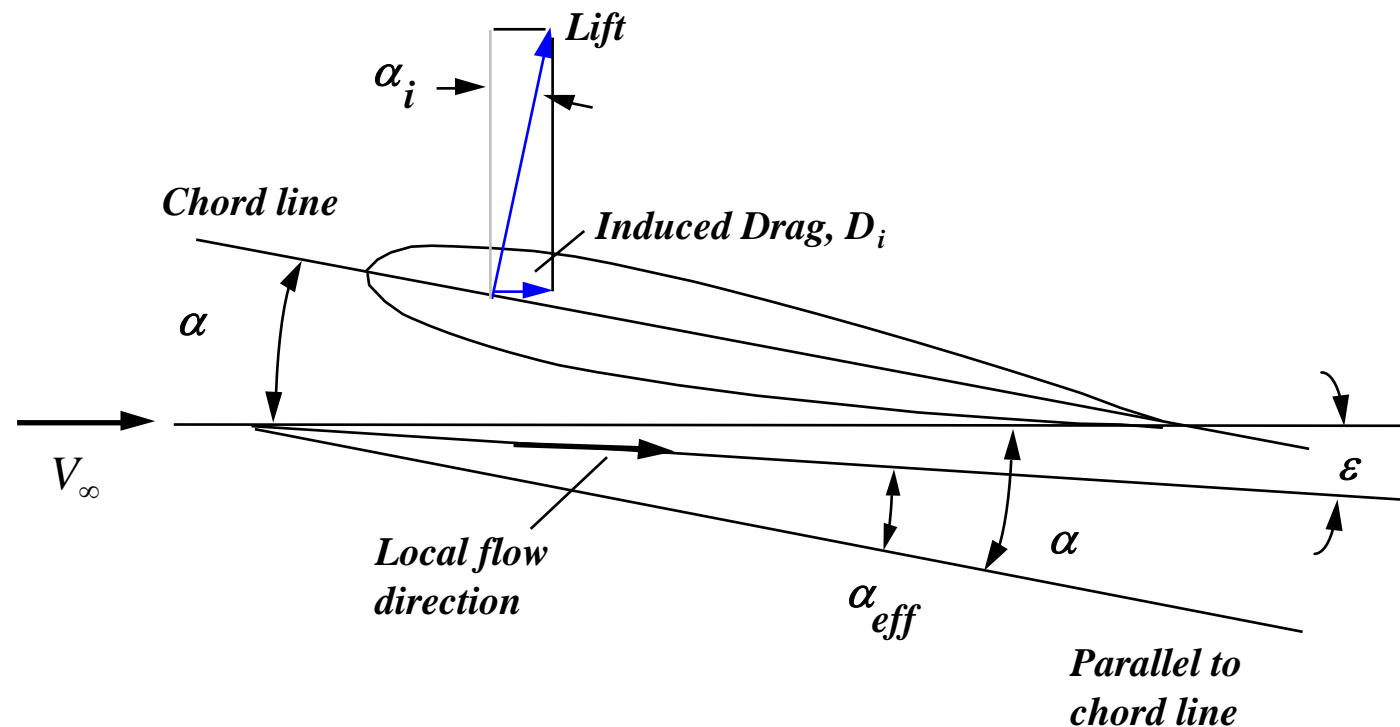
Tali vortici vanno però a modificare anche la direzione della corrente che investe l'ala. Tale deflessione della corrente viene detta "downwash".



Si può ridisegnare il vettore portanza perpendicolare alla NUOVA DIREZIONE della velocità.

Avremo la nascita di una componente nella stessa direzione della originale direzione della corrente a monte.

Tale componente è la resistenza indotta o anche dovuta alla portanza.



Re *sistenza indotta*: $D_i = L \sin \alpha_i$

poichè α_i è *genralemte* piccolo,

$$D_i = L \alpha_i \quad (\alpha_i \text{ in radianti})$$

Per una distribuzione ellittica di portanza

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi AR}$$

$$\text{quindi, } D_i = L \alpha_i = \frac{L C_L}{\pi AR}$$

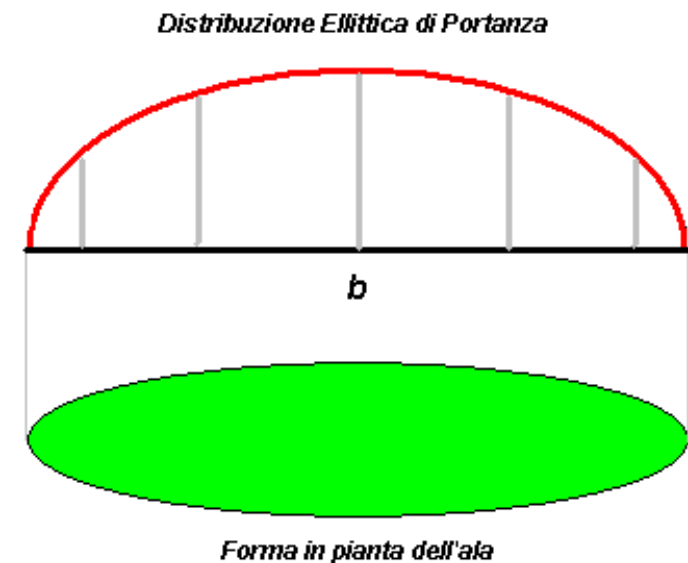
e poichè $L = q_{\infty} S C_L$

$$D_i = \frac{q_{\infty} S C_L^2}{\pi A R}$$

oppure , $C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi A R}$

Forma in pianta dell'ala

- F Come già accennato la portanza e la resistenza di un'ala sono strettamente legate alla forma *tridimensionale* dell'ala stessa.
- F E' facile intuire come, oltre alla geometria del profilo, un ruolo fondamentale lo giochi la forma in pianta dell'ala.
- F La distribuzione di portanza lungo l'apertura alare influenza direttamente la resistenza indotta.
- F È stato dimostrato, sia sperimentalmente che analiticamente, che una *distribuzione ellittica di portanza* è quella che offre minore resistenza indotta.

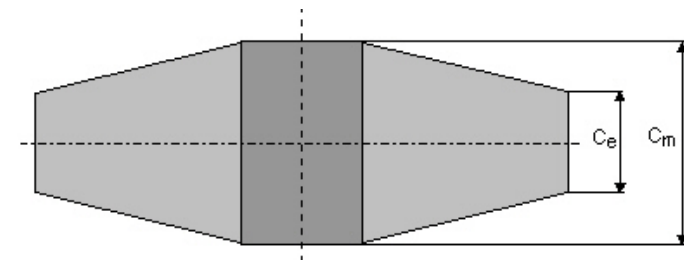
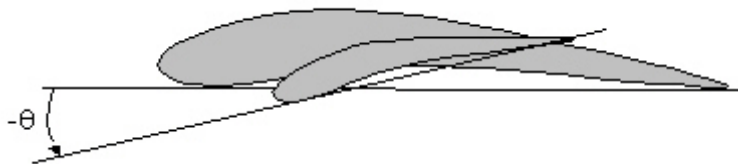


Forma in pianta dell'ala

- F Una distribuzione ellittica della portanza lungo l'apertura alare si ottiene con una forma in pianta ellittica.
- F Non sempre è possibile adottare forme in pianta ellittiche. **Anche se la forma in pianta non è ellittica si può ottenere una distribuzione di portanza ellittica costruendo le ali rastremate e svergolate**

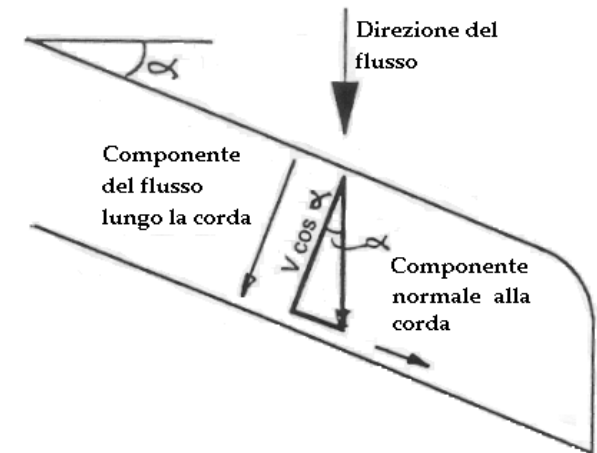


Forma in pianta ellittica



Forma in pianta dell'ala

- F Su velivoli ad alte velocità capita sovente vedere una forma in pianta dell'ala a freccia.
- F Il principale vantaggio che offre la freccia si ha ad alte velocità e sarà oggetto di studio nel modulo riguardante tale condizioni di volo.
- F La velocità asintotica si scompone lungo la direzione ortogonale all'apertura e lungo la direzione parallela.
- F La componente utile sarà solo quella ortogonale.
- F L'ala a freccia offre comunque anche dei vantaggi sulla stabilità che saranno spiegati durante questo modulo

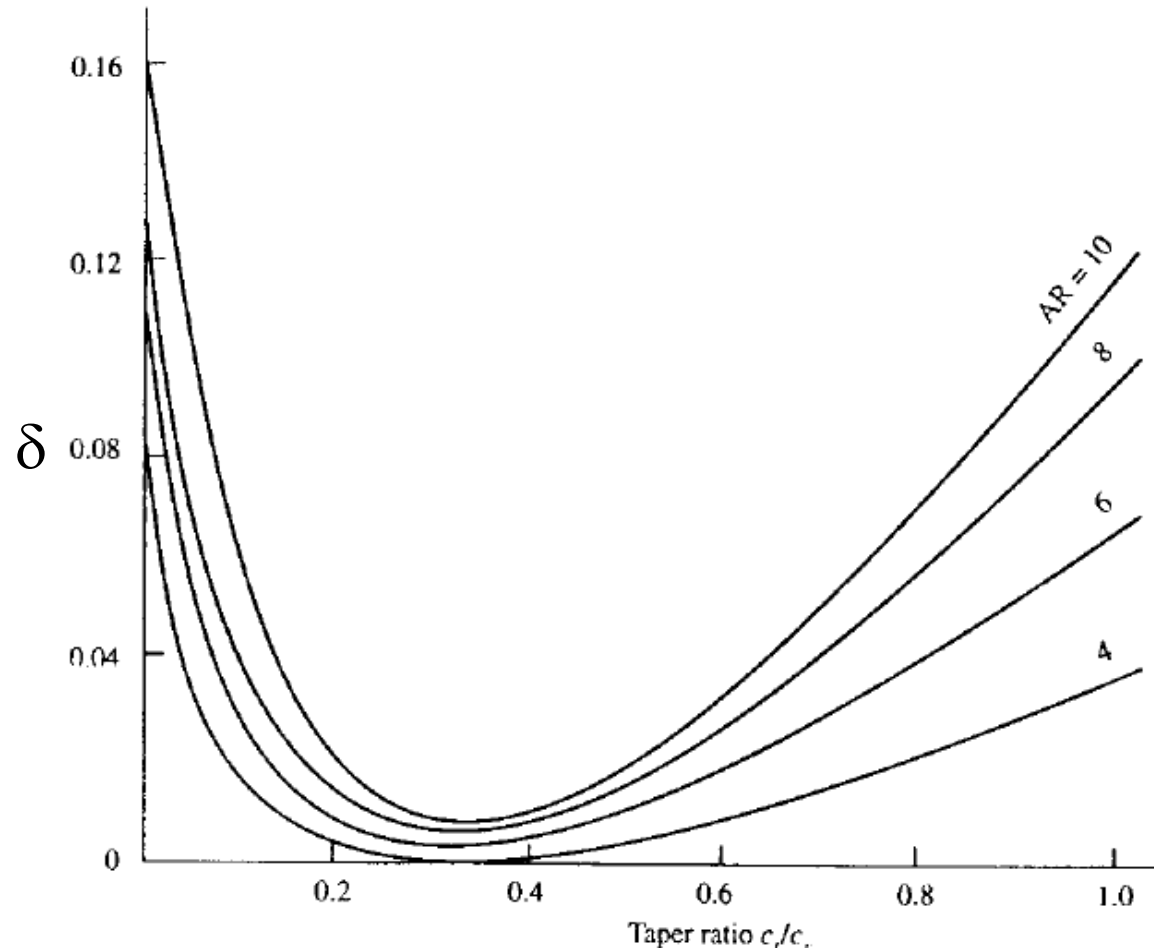


L'ALA FINITA

Per ali non ellittiche :

Resistenza Indotta (VORTEX DRAG)

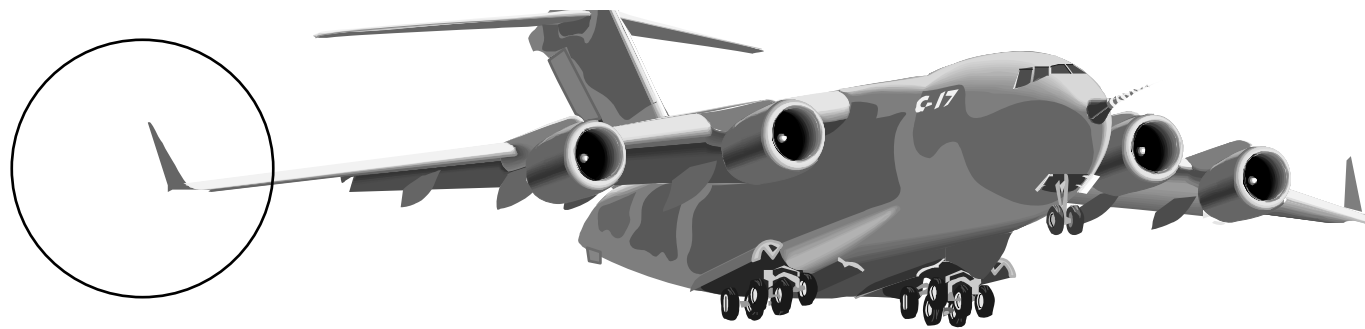
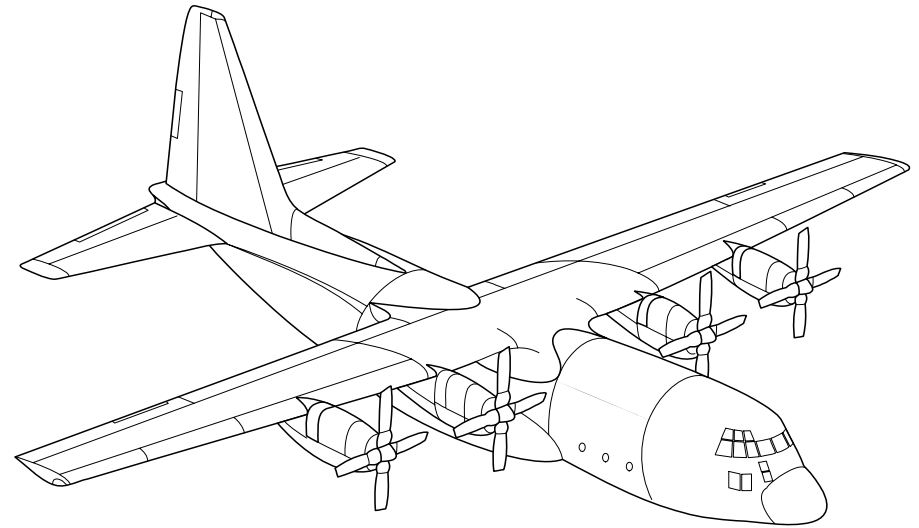
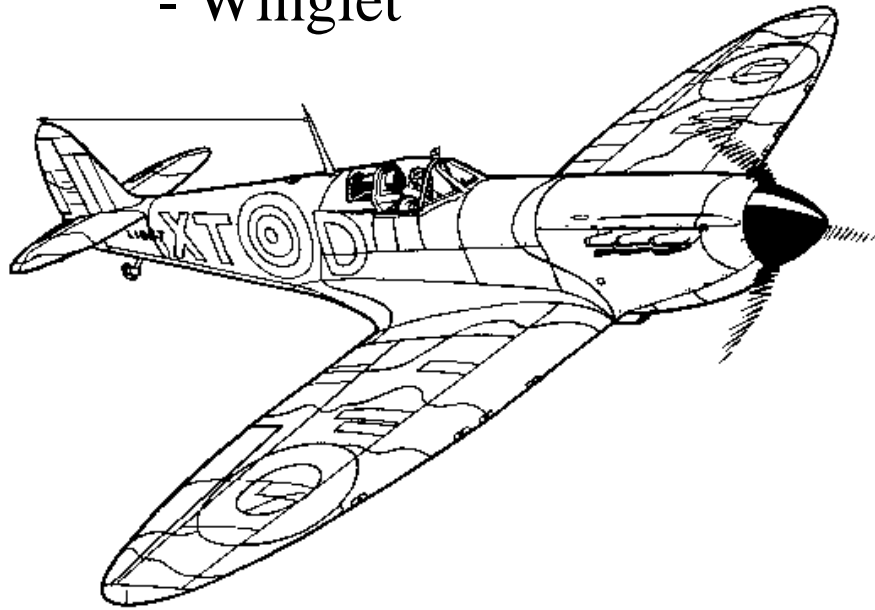
$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR} (1 + \delta)$$



L'ALA FINITA

Ridurre la res. Indotta:

- Forma in pianta
- Winglet



L'ALA FINITA

Resistenza totale - Total Drag

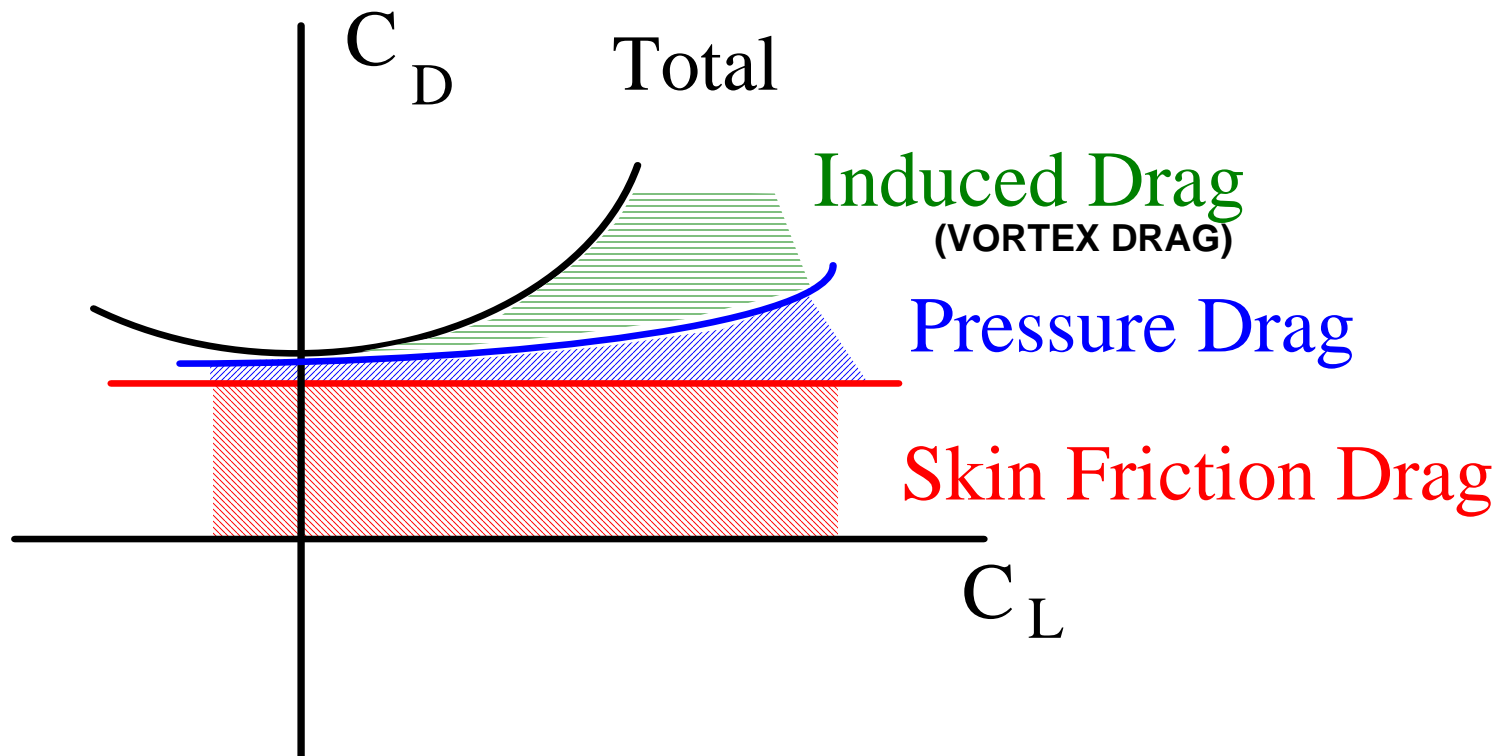
- F La resistenza totale ha due componenti
 - Profile drag (skin friction + pressure)
 - Induced drag
- F In coefficienti:

$$C_D = c_d + \frac{C_L^2}{\pi e_i AR}$$

Total = Profile + Induced

L'ALA FINITA

Anche la resistenza parassita varia con la portanza (con l'assetto).
Tipicamente è la pressure drag che varia con l'assetto (quindi con il C_L)



L'ALA FINITA

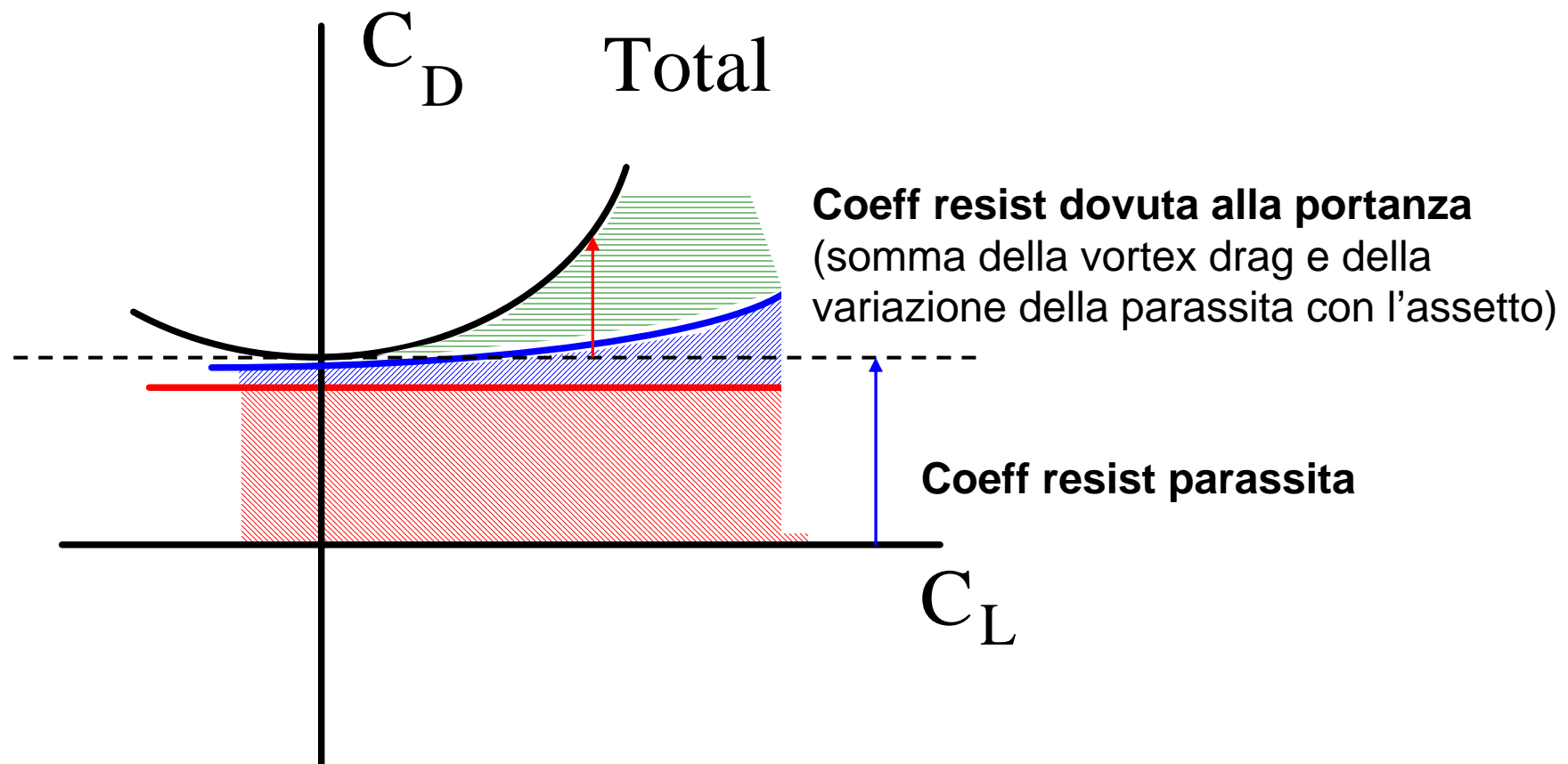
Total Drag

La resistenza complessiva potrà essere scomposta in :

Resistenza parassita a $C_L=0$

Resistenza dovuta al C_L (che diremo **RESISTENZA DOVUTA ALLA PORTANZA**)

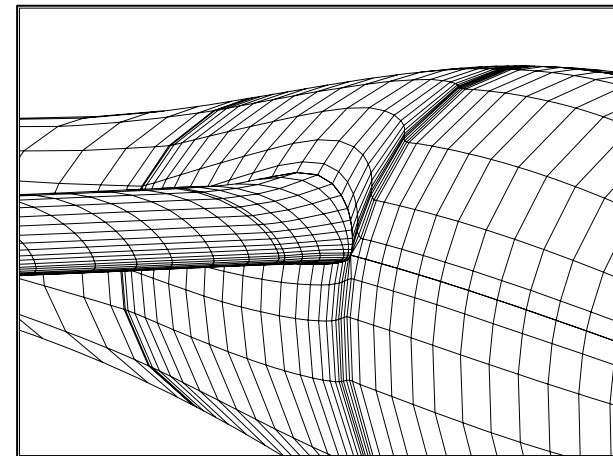
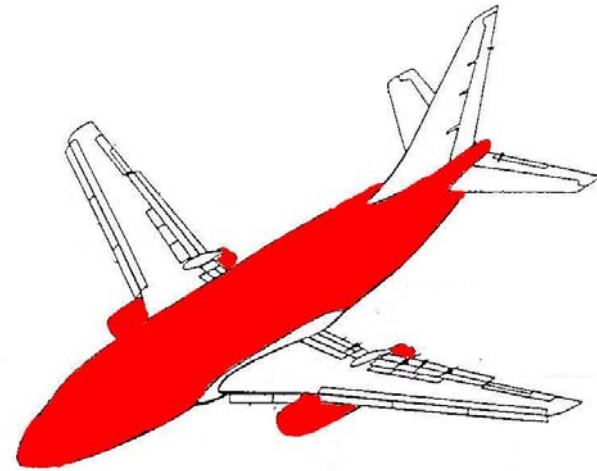
LIFT DEPENDENT DRAG



Resistenza Parassita

F *Resistenza Parassita*

- La resistenza parassita è, per un aereo, la resistenza dovuta alle parti del velivolo che non concorrono alla portanza: fusoliera, gondole motori, ecc.
- Inoltre nella zona di giunzione tra la fusoliera e le superfici aerodinamiche si ha una zona di *interferenza* ossia il flusso viene disturbato dalla presenza della fusoliera e in quella zona la superficie aerodinamica non lavora come dovrebbe.

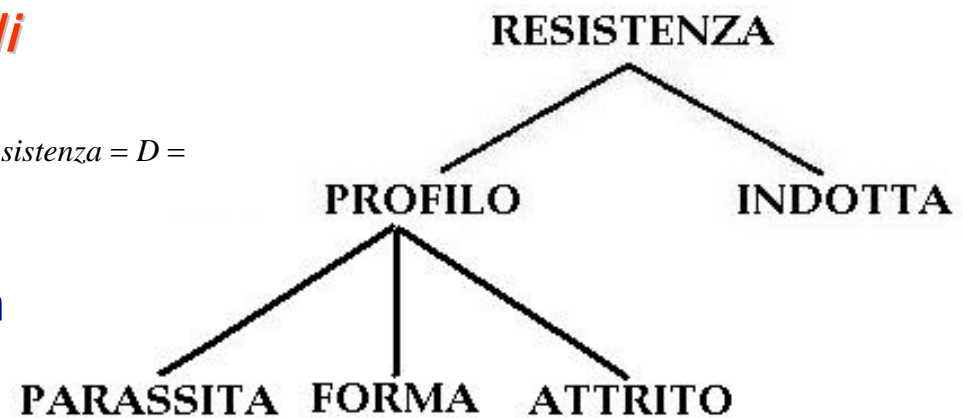


Resistenza

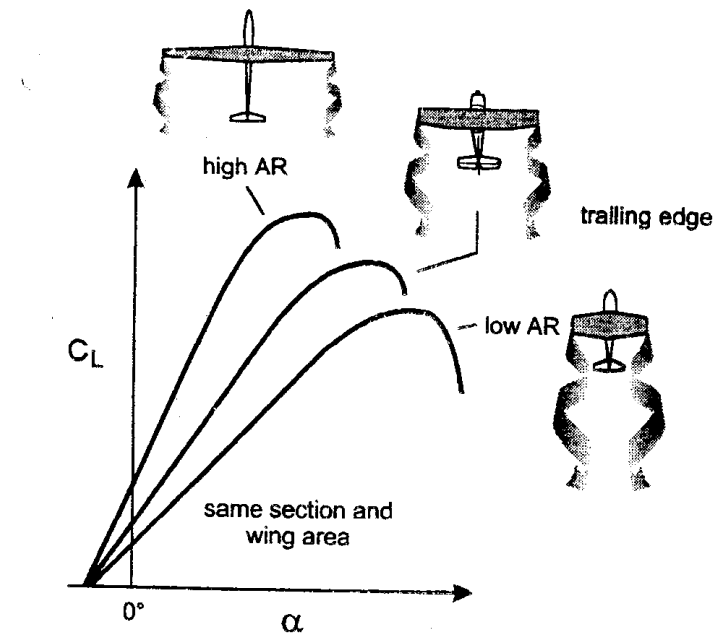
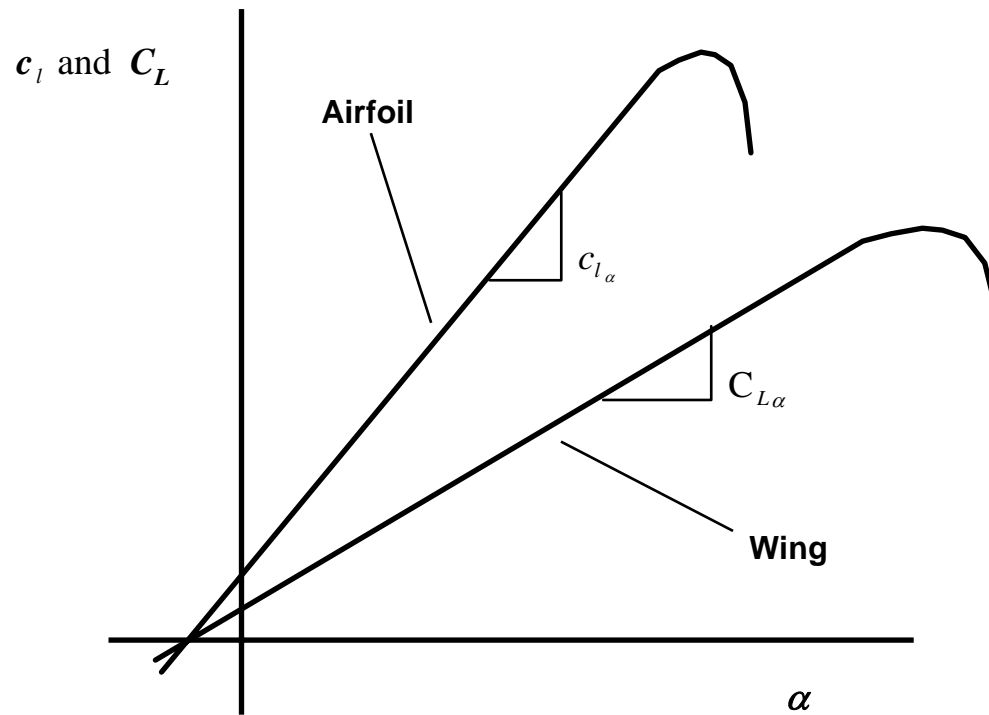
F Il coefficiente di resistenza può essere diviso in due contributi : la *resistenza di profilo* e la *resistenza indotta*

F A sua volta la resistenza di profilo può essere divisa in resistenza *Parassita, di Forma, d'Attrito*

Resistenza = D =



$$Resistenza = D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D$$



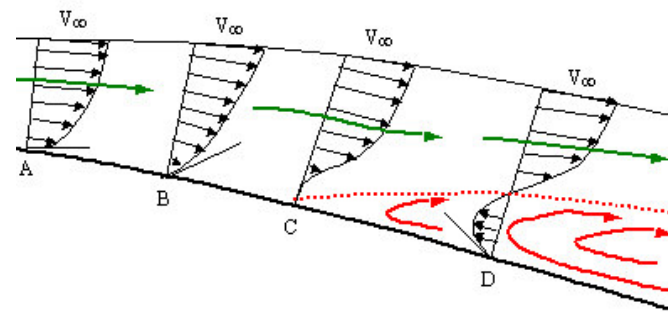
Notare che la pendenza della retta di portanza dell'ala è inferiore a quella del profilo.

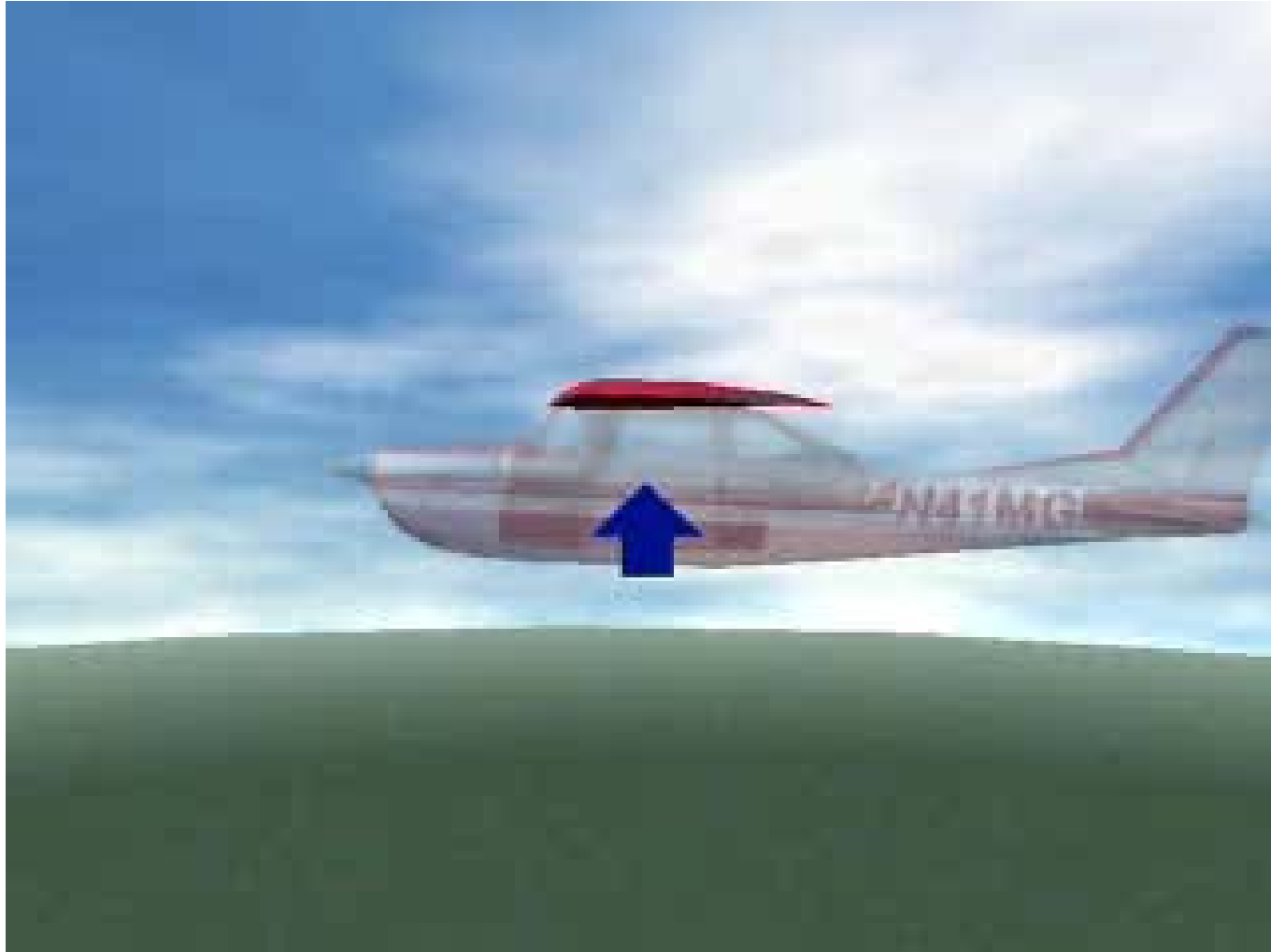
$$C_{L_\alpha} = \frac{C_{l_\alpha}}{1 + \frac{57.3 \cdot C_{l_\alpha}}{\pi \cdot AR}} \quad \text{con } C_{l_\alpha} \text{ in } [1/^\circ]$$

Formula approssimata

Il Fenomeno della Separazione

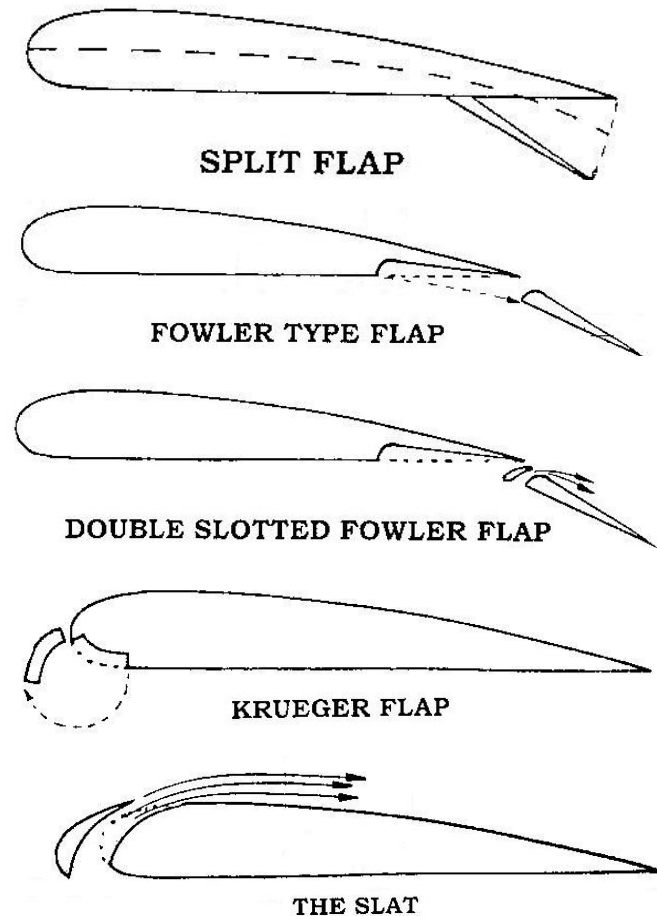
- F **Flusso separato:** Il fenomeno della separazione avviene a causa della viscosità del fluido. Per il teorema di Bernoulli sulla parte del profilo dove le velocità sono maggiori le pressioni saranno minori e viceversa. Se a causa della viscosità una parte dell'energia cinetica della particella fluida viene dissipata per vincere l'attrito (*strato limite*) la pressione non sarà più "bilanciata" e la particella fluida tenderà a muoversi in direzione opposta al flusso.
- F È bene sottolineare che flusso turbolento e flusso separato sebbene sembrino lo stesso fenomeno sono in realtà due cose distinte.





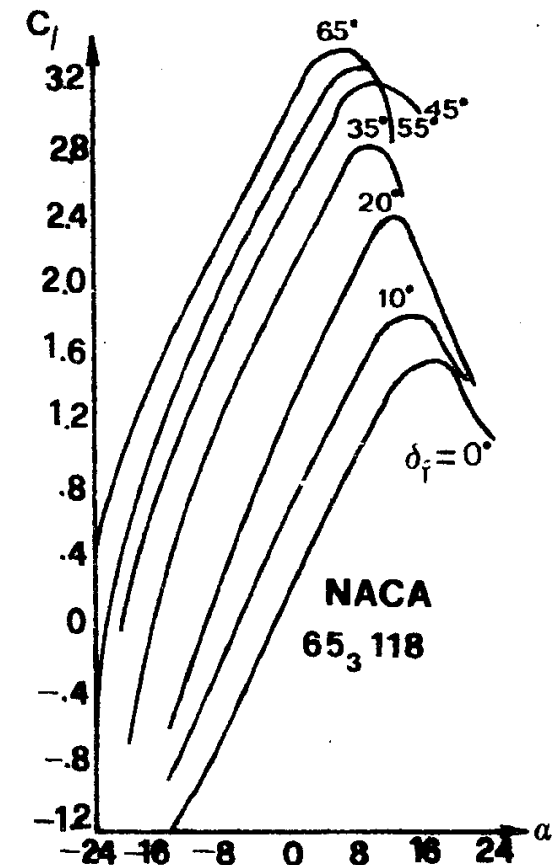
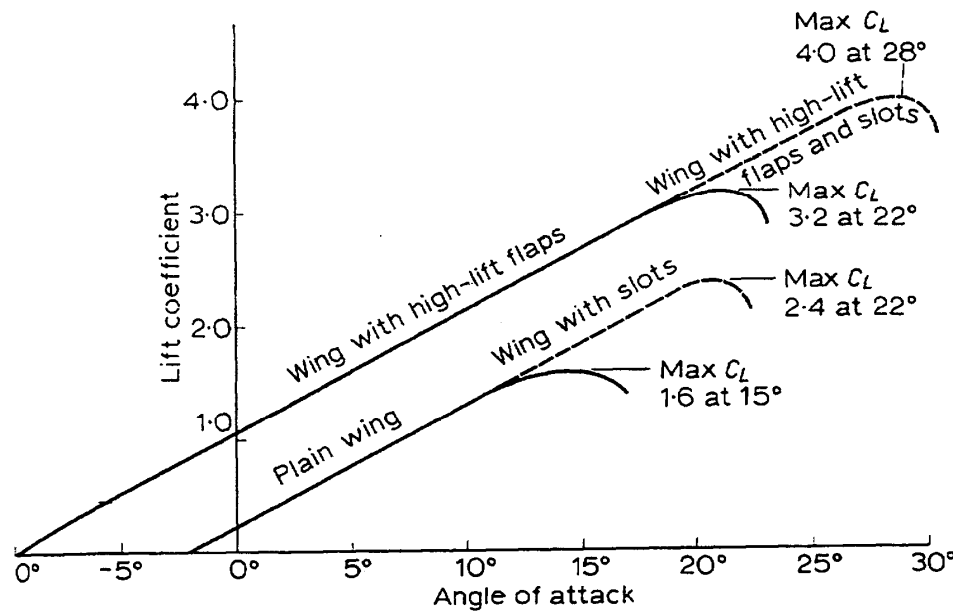
Aumentare la Portanza

- F Nelle fasi del decollo ed atterraggio è necessario ridurre la velocità.
- F E' quindi necessario incrementare il valore del coefficiente di portanza oppure aumentare la superficie S ($\frac{1}{2} C_L \rho V^2 S = L$).
- F Si modifica il profilo utilizzando gli *slat* per il bordo d'attacco ed i *flap* per il bordo d'uscita.



Aumentare la Portanza

- F In questo modo si modifica: la curvatura del profilo (Split Flap) e/o la superficie S (Fowler Type Flap, Double Slotted Fowler Flap).



Polare

- F Un diagramma molto comodo per lo studio dei profili e del velivolo completo è la cosiddetta *polare*.
- F La polare riporta il coefficiente di portanza C_L in funzione del coefficiente di resistenza C_D .
- F Come si vede nella parte superiore della curva si hanno due valori di C_D per un valore di C_L uno prima dello stallo ed uno dopo lo stallo

